

# Satellite navigation method, especially using Global Satellite Navigation system

**Publication number:** DE19731104

**Publication date:** 1999-01-21

**Inventor:** GU XIAOGANG DR ING (DE); LEIPRECHT ANSGAR (DE); SCHMIDT HORST DR RER NAT (DE); WACKER UWE DR ING (DE)

**Applicant:** DAIMLER BENZ AEROSPACE AG (DE); NFS NAVIGATIONS UND FLUGFUEHRU (DE)

**Classification:**

- international: **G01S1/00**; G01S5/14; **G01S1/00**; G01S5/14; (IPC1-7): G01S5/12; B64D45/04; G01C21/02

- european: G01S1/00S1A

**Application number:** DE19971031104 19970719

**Priority number(s):** DE19971031104 19970719

**Report a data error here**

## Abstract of **DE19731104**

The method involves deriving suitable measurement parameters for satellite navigation from the signals from navigation satellites using at least two satellite receiver antennas at different predefinable positions on the object. The geometry between satellites, receiving antennas and a predefined reference point on the object being navigated is derived from the measurement parameters of the satellite navigation system or another navigation system. Several antennae are arranged near the reference point to enable at least the distances between the antennas and from these to the reference point to be determined. Measurement parameters such as pseudorange or phase-Doppler shifts for each receiver antenna are transformed to the navigated object and a mean value is computed taking anomalies into account.

---

Data supplied from the **esp@cenet** database - Worldwide



①9 BUNDESREPUBLIK  
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES  
PATENT- UND  
MARKENAMT

⑫ **Offenlegungsschrift**  
⑩ **DE 197 31 104 A 1**

⑤① Int. Cl.<sup>6</sup>:  
**G 01 S 5/12**  
G 01 C 21/02  
B 64 D 45/04

②① Aktenzeichen: 197 31 104.0  
②② Anmeldetag: 19. 7. 97  
④③ Offenlegungstag: 21. 1. 99

DE 197 31 104 A 1

⑦① Anmelder:  
Daimler-Benz Aerospace Aktiengesellschaft, 81663  
München, DE; NFS Navigations- und  
Flugführungs-Systeme GmbH, 89077 Ulm, DE

⑦② Erfinder:  
Gu, Xiaogang, Dr.-Ing., 89155 Erbach, DE;  
Leiprecht, Ansgar, Dipl.-Math., 89079 Ulm, DE;  
Schmidt, Horst, Dr.rer.nat., 89077 Ulm, DE; Wacker,  
Uwe, Dr.-Ing., 89558 Böhmenkirch, DE

Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen

- ⑤④ Satelliten-Navigationsverfahren
- ⑤⑦ Die Erfindung betrifft ein Satelliten-Navigationsverfahren, insbesondere unter Verwendung von GNSS-Satelliten, wobei die für eine Satelliten-Navigation erforderlichen Meßgrößen an einem Referenzpunkt des navigierenden Objekts ermittelt werden. Dabei sind in der Umgebung des Referenzpunktes mehrere (Satelliten-)Empfangsantennen auf - bezüglich des Referenzpunktes - bekannten Abständen angeordnet. Damit sind anomale Meßgrößen ermittelbar, die vor der Positionsbestimmung ausgeschlossen werden.

DE 197 31 104 A 1

## Beschreibung

Die Erfindung geht aus von einem Satelliten-Navigationsverfahren nach dem Oberbegriff des Patentanspruchs 1.

Die Erfindung ist insbesondere anwendbar auf eine Satelliten-Navigation einer Mobilstation mittels GNSS-Satelliten (Global Navigation Satellite System). Dabei besitzt eine Mobilstation, beispielsweise ein Luft-, Wasser- oder Landfahrzeug, die im folgenden auch navigierendes Objekt genannt wird, mindestens eine (Satelliten-)Empfangsantenne zum Empfang der Satelliten-Signale. Diese werden mittels eines an die Empfangsantenne angeschlossenen Empfängers derart ausgewertet, daß daraus eine sogenannte Pseudo-Entfernung (Pseudo-Range) zwischen der Empfangsantenne und mehreren empfangbaren Satelliten bestimmt wird. Unter fehlerfreier (idealer) Empfangsbedingung bestimmt der Schnittpunkt der mindestens vier Pseudo-Entfernungen die dreidimensionale (3D-)Position der Empfangsantenne. Bei einer praktischen (real durchgeführten) Satelliten-Navigation treten jedoch Meßfehler auf. Dabei können die zwischen mehreren Empfangsantennen, mit daran angeschlossenen Empfängern, auftretenden korrelierten Meßfehler durch eine Differentialarbeitsweise mit Korrekturdaten, die in einer Referenzstation mit bekannter Position ermittelt werden, beseitigt werden. Dagegen können jedoch die zwischen den Empfängern (Empfangsantennen) auftretenden unkorrelierten Fehler, wie beispielsweise Meßrauschen und/oder Mehrwegausbreitungen, nicht durch eine Differentialarbeitsweise verringert werden. Für eine Präzisionsnavigation, beispielsweise bei einem Landeanflug eines Verkehrsflugzeuges, können solche unkorrelierten Fehler in nachteiliger Weise zu nicht tolerierbaren schwerwiegenden Fehlern führen.

Der Erfindung liegt daher die Aufgabe zugrunde, ein gattungsgemäßes Verfahren anzugeben, mit dem in zuverlässiger Weise bei allen für eine Satelliten-Navigation nötigen Meßgrößen ein Vorliegen von anomalen Fehlern erkannt wird.

Diese Aufgabe wird gelöst durch die in den kennzeichnenden Teilen des Patentanspruchs 1 angegebenen Merkmale. Vorteilhafte Ausgestaltungen und/oder Weiterbildungen sind den weiteren Ansprüchen entnehmbar.

Ein erster Vorteil der Erfindung besteht darin, daß das Erkennen von anomalen unkorrelierten Meßgrößen nicht durch die Bewegung einer Empfangsantenne eingeschränkt ist. Das Verfahren ist daher vorteilhafterweise anwendbar bei sich bewegenden navigierenden Objekten, beispielsweise Flugzeugen.

Ein zweiter Vorteil besteht darin, daß das Erkennen der anomalen unkorrelierten Meßgrößen nicht auf die für eine Positionslösung redundante Anzahl der empfangenen Satellitensignale eingeschränkt ist. Das Erkennen der Anomalien erfolgt für einzelne Entfernungen (zwischen einer Empfangsantenne und einem empfangbaren Satelliten) und ist somit nicht an verschiedene Satellitenmeßgrößen geometrisch gekoppelt, was bei einem derzeit üblichen Verfahren zum sogenannten Integrity Monitoring mit einer Positionslösung in nachteiliger Weise der Fall ist.

Weitere Vorteile ergeben sich aus der nachfolgenden Beschreibung.

Die Erfindung wird im folgenden anhand von Ausführungsbeispielen näher erläutert, welche auf der Verwendung von GNSS (Navigations-)Satelliten (Global Navigation Satellite System) beruhen. Dabei wird eine schematisch dargestellte Figur verwendet. Diese zeigt ein schematisch dargestelltes Diagramm zur Erläuterung der Erfindung.

Die Erfindung basiert auf der Verwendung von mindestens zwei (GNSS-)Empfangsantennen, die an einem navi-

gierenden Objekt, beispielsweise einem Land-, See- und/oder Luftfahrzeug, befestigt sind und die zum Empfang von GNSS-Signalen (Signale, die von GPS-Satelliten ausgesandt werden) geeignet sind. Die Empfangsantennen sind an dem navigierenden Objekt in einem festen, vorgebbaren Abstand zueinander angeordnet. Dabei ist es wichtig, daß die Empfangsantennen einen bekannten, meßbaren Abstand von mindestens einigen Wellenlängen des Trägersignals, das von den Satelliten ausgesandt wird, besitzen. Bei GPS-Signalen, deren Trägersignal eine Wellenlänge von ungefähr 0,2 m besitzt, wird beispielsweise für die Empfangsantennen ein Abstand von mindestens 1 m verwendet. Der Abstand zweier Empfangsantennen an dem navigierenden Objekt ist dabei so gering (kurz) gewählt, daß alle korrelierten Meßfehler identisch sind.

Da an jede Empfangsantenne im allgemeinen ein zugehöriger Empfänger, zumindest ein Vorverstärker, angeschlossen ist, können zwischen den Empfängern zusätzlich unkorrelierte Fehler auftreten, beispielsweise Meßrauschen sowie sonstige empfangsbedingte Fehler, die beispielsweise infolge von Toleranzen bei den verwendeten Bauelementen entstehen. An den Empfangsantennen können außerdem unkorrelierte Fehler entstehen, beispielsweise infolge von Mehrwegausbreitungen der Satelliten-Signale. Alle korrelierten und unkorrelierten Fehler erzeugen zunächst nicht erkennbare Fehlersignale in den Ausgangssignalen der Empfänger und werden daher ausgewertet.

Zum besseren Verständnis der nachfolgenden Erläuterungen wird beispielsweise angenommen, daß als Mobilstation (navigierendes Objekt) ein Flugzeug verwendet wird. Bei diesem sind mehrere (Satelliten-)Empfangsantennen mit jeweils einem daran angeschlossenen Empfänger vorhanden, beispielsweise an den Enden der Tragflächen, an der (Flugzeug-)Nase sowie an dem Leitwerk. Dann können bezüglich einer vorgebbaren Referenzposition, beispielsweise dem Schwerpunkt des ruhenden Flugzeuges, die Orte (Positionen) der Empfangsantennen (Empfänger) bestimmt werden sowie die Abstände der Empfangsantennen (Empfänger) zueinander sowie zu der Referenzposition. Befindet sich nun ein solches Flugzeug im Flugzustand, so sind infolge der möglichen Fluglagen und/oder Flugbewegungen lediglich die Abstände der Empfangsantennen zueinander sowie zu der Referenzposition bekannt. Deren Position sowie die Position jeder der Empfangsantennen im dreidimensionalen Raum sind zunächst, infolge der unbekannten Fluglage, nicht bekannt.

Bei der Erfindung wird nun bei dem navigierenden Objekt, beispielsweise während des Fluges des Flugzeuges, für jede der Empfangsantennen, deren Position ermittelt durch eine Auswertung der bei der Satelliten-Navigation entstehenden (Satelliten-)Meßgrößen, beispielsweise den sogenannten Pseudo-Entfernungen (Pseudo-Ranges). Die Meßgrößen wie Pseudo-Ranges und/oder Phasen-Dopplerverschiebungen bei jeder Empfangsantenne können dann bezogen auf die Referenzposition, beispielsweise den Schwerpunkt des navigierenden Objekts, am navigierenden Objekt transformiert werden. Entsprechend der Figur kann die Pseudoentfernung (Pseudorange) vom Satelliten  $i$  zu der Referenzposition (Schwerpunkt) ermittelt werden entsprechend der Formel

$$PR_{Ref,ij} = PR_{ij} + \cos(\alpha_{ij}) \cdot S_j \quad (1)$$

mit

$PR_{Ref,ij}$  = mittels einer vorgebbaren Empfangsantenne  $j$  ermittelte Pseudoentfernung von einem vorgebbarem Satelliten  $i$  zu der Referenzposition,

$PR_{ij}$  = Pseudoentfernung von dem Satelliten  $i$  zu der Emp-

fangsantenne j,

$\alpha_{ij}$  = Winkel zwischen der Verbindungslinie von dem Satelliten i zu der Referenzposition und der Verbindungslinie von der Empfangsantenne j zu der Referenzposition und  $S_j$  = bekannter (gemessener) Abstand zwischen der Empfangsantenne j und der Referenzposition.

Aufgrund der großen Entfernung (ungefähr 20000 km) zwischen dem navigierenden Objekt und den Erd-Umlaufbahnen der Satelliten wird angenommen, daß das von jedem der Satelliten ausgesandte Signal immer als paralleles Strahlenbündel auf das navigierende Objekt auftrifft (Figur), unabhängig von dessen Position. In der Formel (1) wird dann neben dem Meßwert  $PR_{ij}$  und dem bekannten (gemessenen) Abstand  $S_j$  zwischen der Referenzposition (Schwerpunkt) und der Empfangsantenne j lediglich der Winkel  $\alpha_{ij}$  benötigt. Dieser Winkel  $\alpha_{ij}$  kann nun zumindest näherungsweise bestimmt werden, beispielsweise aus der näherungsweise bekannten Fluglage, die ermittelt wurde mittels eines in dem navigierenden Objekt vorhandenen Trägheitsnavigationssensors oder anhand der Geometrie zwischen den zu einem bekannten vorherigen Zeitpunkt ermittelten Satelliten-, Antennen- und Referenzpositionen.

Für eine weitere vorgebbare Empfangsantenne k an dem navigierenden Objekt kann nun, analog zur Formel (1), die für die Empfangsantenne j gilt, ebenfalls die Pseudoentfernung vom Satelliten i zur Referenzposition ermittelt werden entsprechend der Formel

$$PR_{Ref\_ik} = PR_{ik} + \cos(\alpha_{ik}) \cdot S_k \quad (2)$$

mit

$PR_{Ref\_ik}$  = mittels einer vorgebbaren Empfangsantenne k ermittelte Pseudoentfernung von einem vorgebbarem Satelliten i zu der Referenzposition,

$PR_{ik}$  = Pseudoentfernung von dem Satelliten i zu der Empfangsantenne k,

$\alpha_{ik}$  = Winkel zwischen der Verbindungslinie von dem Satelliten i zu der Referenzposition und der Verbindungslinie von der Empfangsantenne k zu der Referenzposition und

$S_k$  = bekannter (gemessener) Abstand zwischen der Empfangsantenne k und der Referenzposition.

Wenn nun die Pseudoentfernungen  $PR_{Ref\_ik}$  und  $PR_{Ref\_ij}$  zum selben Zeitpunkt oder zu bekannten synchronisierten Zeitpunkten ermittelt werden und anschließend eine Differenzbildung zwischen  $PR_{Ref\_ik}$  und  $PR_{Ref\_ij}$  durchgeführt wird, so enthält das Ergebnis dieser Differenzbildung nur die unkorrelierten Fehler, wie empfängerbedingten Fehler, wie beispielsweise Empfänger-Uhrenfehler, Meßrauschen, lokale Mehrwegausbreitungen und/oder Interferenzen.

Zur Ermittlung der lokalen unkorrelierten Fehler werden nun für einen vorgebbaren (empfangbaren) Satelliten und alle Empfangsantennen der Mobilstation (navigierendes Objekt) die jeweils gleichartigen Testgrößen (beispielsweise entsprechend dem Pseudo-Range) verwendet. Anschließend wird sukzessive für jeweils zwei dieser Testgrößen, hier beispielsweise  $PR_{Ref\_ij}$  und  $PR_{Ref\_ik}$ , eine Differenz gebildet. Die darin unter anderem vorhandene Differenz der Empfänger-Uhrenfehler kann geschätzt werden mittels eines vorgebbaren Empfängeruhrenmodells, das beispielsweise auf Erfahrungs- und/oder Meßwerten beruht. Dabei wird beispielsweise der gemeinsame Anteil der Differenzwerte eines Empfängerpaars ausgewertet. Der geschätzte Uhrenfehler wird anschließend von den Differenzwerten (der Testgrößen) subtrahiert, da ein Empfänger-Uhrenfehler für eine Empfangsantenne konstant ist bei allen Satellitenmessungen.

Nachdem die Empfänger-Uhrenfehler von den Differenzwerten (der Testgrößen) subtrahiert worden sind, werden die

sich daraus ergebenden Differenzwerte (ohne Empfänger-Uhrenfehler) verwendet zur Ermittlung der vorhandenen unkorrelierten Fehler, die zwischen den an die Empfangsantennen angeschlossenen Empfängern auftreten.

Die Unterscheidung möglicher Anomalien bezüglich des Meßrauschens beruht auf der Erkenntnis, daß die Rauschanteile in den Ausgangssignalen der Empfänger eine an sich bekannte statistische Verteilung besitzen. Diese ist beispielsweise aus gesonderten Messungen bekannt und entspricht in guter Näherung einer sogenannten Normalverteilung, die mit  $(N(0,1))$  bezeichnet wird. Aufgrund dieses Erkenntnis werden nun normierte Differenzwerte gebildet, dadurch, daß die gemessenen Differenzwerte mit den Standardabweichungen des erwarteten Rauschfehlers verglichen werden. Ergibt sich bei einem solchen Vergleich für einen normierten Differenzwert eine statistisch signifikante Abweichung von der Standardabweichung, so beruht die signifikante Abweichung auf einer der erwähnten Anomalien einer oder beider Meßgrößen, hier  $PR_{Ref\_ij}$  und  $PR_{Ref\_ik}$ . Ein solcher normierter Differenzwert mit signifikanter Abweichung von der Standardabweichung wird anomaler Differenzwert genannt. Damit ist nach folgendem Verfahren die gesuchte fehlerhafte Meßgröße (durch Anomalien verursachte Meßgröße) bestimmbar.

Dazu werden lediglich für einen einzigen empfangbaren Satelliten die normierten Differenzwerte gebildet, jedoch für alle möglichen Kombinationen der Empfangsantennen. Tritt dabei mindestens ein anomaler Differenzwert auf, so sind aus den bekannten verwendeten Paaren der Meßgrößen die fehlerhaften Meßgrößen identifizierbar. Diese werden aus dem weiteren Prozeß zur Positionsbestimmung ausgeschlossen (isoliert).

Nach der Identifizierung und der Isolierung der Meßanomalien (anormalen Meßgrößen) nach dem erwähnten Verfahren wird für jeden empfangbaren Satelliten i aus allen für die Positionsbestimmung verfügbaren Empfänger-Meßwerten ein Mittelwert der Pseudoentfernungen vom Satelliten i zu der Referenzposition gebildet entsprechend der Formel

$$PR_{Ref\_i} = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N PR_{Ref\_ij} \quad (3)$$

mit

$PR_{Ref\_i}$  = Mittelwert der Pseudoentfernungen vom Satelliten i zu der Referenzposition aus den Meßgrößen von allen verfügbaren Empfängern (Empfangsantennen),

$PR_{Ref\_ij}$  = Pseudoentfernung vom Satelliten i zur Referenzposition aus der Meßgröße des Empfängers j und

$N$  = Anzahl der verfügbaren Empfänger-Meßwerte (Empfangsantennen).

Aus mindestens vier verschiedenen Pseudoentfernungen  $PR_{Ref\_i}$  ( $i = 1 \dots N_{sv}$ ,  $N_{sv}$  = Anzahl der verfügbaren (empfangbaren) Satelliten) kann dann in an sich bekannter Weise, wie beispielsweise anhand eines Least-Square-Algorithmus, die dreidimensionale Position des Referenzpunktes bestimmt werden.

Mit dem beschriebenen Verfahren werden in vorteilhafter Weise vor der Positionsbestimmung des navigierenden Objektes die empfängerbedingten Anomalien isoliert und das Meßrauschen durch die beschriebene Mittelwertbildung auf einen vernachlässigbaren Wert verringert.

Alternativ zu den beschriebenen Vertauschungs- und Suchverfahren zur Ermittlung fehlerhafter Meßgrößen aus den Differenzwerten ist es möglich, einen linearen Vektorraum (Parity-Space) zu bilden, in dem sich dann die fehlerhaften Meßgrößen in bestimmbar Unterräumen (Richtun-

gen, Ebenen) abbilden und dadurch identifizierbar sind.

Die Erfindung ist nicht auf die beschriebenen Beispiele beschränkt, sondern sinngemäß auf weitere anwendbar. Beispielsweise ist es möglich, die Meßgrößen zusätzlich oder alternativ aus den empfangenen Signalen der sogenannten GLONASS-Satelliten zu bestimmen.

#### Patentansprüche

1. Satelliten-Navigationsverfahren für ein als Mobilstation ausgebildetes navigierendes Objekt, wobei
  - aus den Signalen von Navigations-Satelliten für eine Satelliten-Navigation geeignete Meßgrößen ermittelt werden,
  - mindestens zwei Satelliten-Empfangsantennen an verschiedenen vorgebbaren Orten des navigierenden Objekts angebracht werden,
  - aus den Meßgrößen der Satellitennavigation und/oder eines anderen Navigationssystems die Geometrie zwischen dem jeweiligen Satelliten, Empfangsantennen und einem vorgebbaren Referenzpunkt am navigierenden Objekt ermittelt wird, **dadurch gekennzeichnet**,
  - daß im Nahbereich des Referenzpunktes mehrere Empfangsantennen zum Empfang von Satelliten-Signalen angeordnet werden, derart, daß zumindest die Abstände zwischen den Empfangsantennen sowie von diesen zu dem Referenzpunkt konstant und bekannt sind,
  - daß für jede Empfangsantenne die für eine Satelliten-Navigation relevanten Meßgrößen Code-Pseudoranges und/oder Phasen-Doppler-Verschiebungen ermittelt werden,
  - daß die Meßgrößen wie Pseudo-Ranges und/oder Phasen-Doppler-Verschiebungen jeder Empfangsantenne bezüglich der zu dem Referenzpunkt gehörenden Referenzposition am navigierenden Objekt transformiert werden,
  - daß die Pseudoentfernung (Pseudo-Range) vom Satelliten i zur Referenzposition ermittelt wird entsprechend der Formel

$$PR_{Ref,ij} = PR_{ij} + \cos(\alpha_{ij}) \cdot S_j$$

mit

- $PR_{Ref,ij}$  = mittels einer vorgebbaren Empfangsantenne j ermittelte Pseudoentfernung von einem vorgebbarem Satelliten i zu der Referenzposition,
- $PR_{ij}$  = Pseudoentfernung von dem Satelliten i zu der Empfangsantenne j,
- $\alpha_{ij}$  = Winkel zwischen der Verbindungslinie von dem Satelliten i zu der Referenzposition und der Verbindungslinie von der Empfangsantenne j zu der Referenzposition und
- $S_j$  = bekannter (gemessener) Abstand zwischen der Empfangsantenne j und der Referenzposition,
- daß paarweise aus den Pseudoentfernungen zwischen einem vorgebbarem empfangbaren Satelliten und dem Referenzpunkt von jeweils zwei vorgebbaren Empfangsantennen durch eine Differenzbildung die Differenzwerte gebildet werden,
- daß eine bei den Empfängern vorhandene Differenz der Empfänger-Uhrenfehler mittels eines vorgebbaren Uhrenfehlermodells geschätzt und dann von den Differenzwerten subtrahiert wird,
- daß die Differenzwerte mit einer die Meßgrößen kennzeichnenden vorgebbaren Standardabweichung verglichen werden, wobei diejenigen

Differenzwerte, die in signifikanter Weise von der Standardabweichung abweichen, als anormale Differenzwerte gekennzeichnet werden,

- daß aus einem anormalen Differenzwert eine zugehörige anormale Meßgröße ermittelt wird durch einen Vergleich mehrerer normierter Differenzwerte, die verschiedenen Empfangsantennen sowie einem vorgebbaren Satelliten zugeordnet werden,
- daß anormale Meßgrößen ausgesondert werden und
- daß nach der Isolierung der Meßanomalien für jeden Satelliten aus allen für die Positionsbestimmung verfügbaren Empfänger-Meßwerten ein Mittelwert der Pseudoentfernungen vom Satelliten zum Referenzpunkt gebildet wird entsprechend der Formel

$$PR_{Ref,i} = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N PR_{Ref,ij}$$

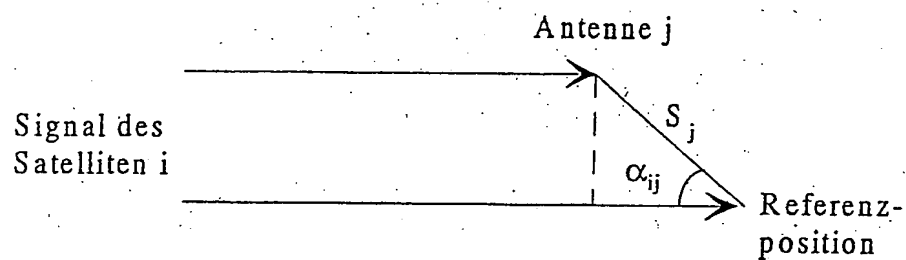
mit

- $PR_{Ref,ij}$  = Mittelwert der Pseudoentfernungen vom Satelliten i zu der Referenzposition aus den Meßgrößen von allen verfügbaren Empfängern (Empfangsantennen),
- $PR_{Ref,ij}$  = Pseudoentfernung vom Satelliten i zur Referenzposition aus der Meßgröße des Empfängers j und
- $N$  = Anzahl der verfügbaren Empfänger-Meßwerte (Empfangsantennen).

2. Satelliten-Navigationsverfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Winkel ( $\alpha_{ij}$ ) zwischen den Verbindungslinien vom Satelliten zum Referenzpunkt und vom Satelliten zur jeweiligen Empfangsantenne mittels eines Trägheitsnavigationssensors oder alternativ mittels der vorherigen Position von dem Satelliten, der Antenne und dem Referenzpunkt bestimmt wird.
3. Satelliten-Navigationsverfahren nach Anspruch 1 oder Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß die aus den verschiedenen Empfänger-Meßwerten ermittelten Pseudoentfernungen zwischen den Satelliten und dem Referenzpunkt zu einem Zeitpunkt umgewandelt werden, wenn die Meßwerte der verschiedenen Empfänger zu verschiedenen Zeitpunkten gehören.
4. Satelliten-Navigationsverfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet,
  - daß der Referenzpunkt sowie die Empfangsantennen auf einer beweglichen Mobilstation angeordnet werden,
  - daß zumindest die Position des Referenzpunktes durch Satelliten-Navigation ermittelt wird und
  - daß für die Positionen der Empfangsantennen Differentialkorrekturen bezüglich des Referenzpunktes ermittelt werden.
5. Satelliten-Navigationsverfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche zur Verwendung bei einem Landeanflug eines Flugzeugs.

Hierzu 1 Seite(n) Zeichnungen

- Leerseite -



BEST AVAILABLE COPY